

文章编号 1004-924X(2015)02-0528-12

基于星载光电成像跟踪测距的空间目标定轨

王卫兵*, 王挺峰, 郭 劲

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所 激光与物质相互作用国家重点实验室, 吉林 长春 130033)

摘要:以获得空间未知目标的轨迹运动信息为目的,研究了一种基于星载光电成像跟踪测距方式的空间目标定轨技术。该技术从测量学角度出发,利用星载光学测量系统获得目标的相对运动信息,利用角度传感测量系统获得卫星的姿态角变化和跟踪架的角随动信息,最后通过坐标变换解算出目标在地球惯性坐标系中的绝对运动信息。文中依次从物理模型、坐标体系、基本原理等方面对该项技术进行了描述和推导,获得了目标在地球坐标系下的状态方程和观测方程。最后,在对天基监视卫星轨道模型、星载光电跟踪控制模型、目标特性及光学成像测距模型进行分析后,建立了具体的数学模型,并对计算结果进行了分析讨论。得到的结果显示理想模型的目标轨迹测量精度优于 0.5 km。

关键词:天基监视;目标定轨;光电跟踪;光电成像;激光测距;建模仿真

中图分类号:V529 文献标识码:A doi:10.3788/OPE.20152302.0528

Orbit determination for space target based on opto-electrical imaging, tracking and ranging on satellite

WANG Wei-bing*, WANG Ting-feng, GUO Jin

(State Key Laboratory of Laser Interaction with Matter, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

* Corresponding author, E-mail: wangweibing10@126.com

Abstract: A kind of orbit determination technology for a space target based on satellite borne electro-optical imaging, tracking and ranging was proposed to obtain the orbit movement information of the space target. On the basis of surveying, the relative movement information between satellite and target was obtained by the satellite borne optical measuring system, the angle flowing information of satellite attitude angles and rotation angles of tracking frame was captured by corresponding angle sensors, and the absolute motion information of the space target in an earth coordinate system was computed completely through a series of coordinate transformations. The state equation and measurement equation of the target in earth coordinate system were gained after describing physical model, coordinate systems and basic principle in turn. Furthermore, a mathematic simulation was researched after analyzing many models including space-based surveillance satellite orbit, opto-electronic tracking and control, target characteristics and optical imaging and ranging, and the computation results were discussed. The experiments show that the precision of orbit determination is better than 0.5 km for ideal

收稿日期:2014-01-13;修订日期:2014-03-10.

基金项目:激光与物质相互作用国家重点实验室基金资助项目

models.

Key words: space-based surveillance; orbit determination for target; opto-electrical tracking; opto-electrical imaging; laser ranging; modeling and simulation

1 引言

与地基探测设备相比,天基探测设备具有不受地域、大气影响等特点,其不仅能在轨机动运行,而且还可探测深空目标。天基探测设备中有一种被称为具有空间态势感知革命性的“天基空间目标监视系统”(Space-based Space Surveillance System, SBSS), SBSS对运动目标具有成像效果好(高性能光学载荷)、定轨精度高、监视能力强、处理速度快等优点。首颗 SBSS 卫星已于2010年发射,2014年将计划发射4颗 SBSS 卫星。另外,还有一种是从美国“星球大战计划”“弹道导弹防御系统”中的“国防支援计划”发展而来的“天基红外预警系统”,它由2颗高椭圆轨道卫星、4颗地球同步轨道卫星、24颗低椭圆轨道卫星构成,其数量与全球卫星定位系统相当,其中低轨部分又发展为“空间跟踪与监视系统”(Space Tracking and Surveillance System, STSS)和“精确跟踪与监视系统”(Precision Tracking and Surveillance System, PTSS)。2颗 STSS 卫星已于2009年发射,首颗 PTSS 卫星计划于2014年发射。

无论是对地观测的 KH-12、8X、FIA,还是对空监视的 SBSS、STSS、PTSS,或是对深空探测的 HST (Hubble Space Telescope)、JWST (James Webb Space Telescope),均配有高性能的 SBV (Space-based Visible) 或 SBR (Space-based Radar) 载荷,因此,天基光学成像探测技术将是一个研究热点,文献[1-10]已在目标轨迹测量方面做了一些探究。如今,随着卫星、计算机、通信、光电跟踪仪等相关技术的飞速发展,将光电跟踪仪引入卫星的时机已经成熟,且在 SBSS、STSS、JWST 系统中已有应用,因此,天基光电成像跟踪技术必将成为一项高精尖技术,具有一定的战略研究意义。然而,目前在天基光电成像跟踪测量方面的相关研究报道却很少。

为此,本文在这方面做了初步探究。理论上依据光学系统牛顿公式调焦原理的逆过程可获得

目标的相对距离信息,然而目前还很少见到此种测距方式。大部分情况下,利用成像探测系统只能获得目标相对角度信息或二维位置速度信息,若可以预测目标运动状态,即可获得目标的三维位置速度信息,然而当未知目标具有机动能力时,其运动状态便无法获知,此时仅利用 CCD 相机便无法获知目标的三维运动轨迹信息。若要想获得目标距离信息,还需引入一定探测方式,如结合激光测距设备、或结合卫星组网的成像探测相机、或联合地基探测系统。由于星载激光测距技术^[11]已成熟、且成本较低,故本文以获得空间未知目标的轨迹运动信息为目的,将搭建在监视卫星上的单个光电成像载荷及激光测距设备作为测量系统,分别从物理模型、坐标体系、基本原理、建模仿真、结果分析等方面进行了详细论述,不仅推导得到了运动目标在地球坐标系下的状态空间表达式,而且简略分析了卫星轨道、姿态变化、光学成像、激光测距、跟踪控制等相关问题,获得了有价值的研究结果。

2 物理模型

基于星载光电成像跟踪测距方式的空间目标轨迹测量示意图如图1所示,该系统包括监视卫星、光电跟踪仪和激光测距3个子系统。监视卫星围绕地球做椭圆轨道运动,光学系统采用水平式两轴两框架光电跟踪仪结构(与 SBSS 卫星上 U 型地平式光电跟踪仪结构不同),如图2所示。当目标出现在光学成像视场内,首先可通过图像处理和目标识别提取目标特征点,然后获知成像视轴与目标视线的角度,通过闭环控制系统驱动跟踪架转动。在一定条件下,还可通过控制卫星姿态角配合光电跟踪仪进行成像跟踪(光电跟踪仪系统工作范围受限),以使成像视轴跟踪目标视线,最好使两者重合,这有利于激光测距设备正常工作。激光测距设备固定于光电跟踪仪上,激光测距设备的激光发射、回收方向与成像视轴指向平行。其光电跟踪精度越低(高),发散角要求越大(小),能量利用率越低(高),作用距离越短

(长),激光功率要求越高(低),致使测距设备性能要求越高(低)。

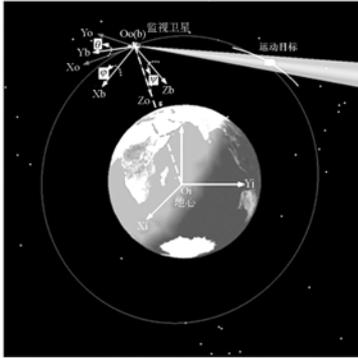


图 1 天基监视目标轨迹测量示意图

Fig. 1 Orbit measurement schematic of space-based surveillance target

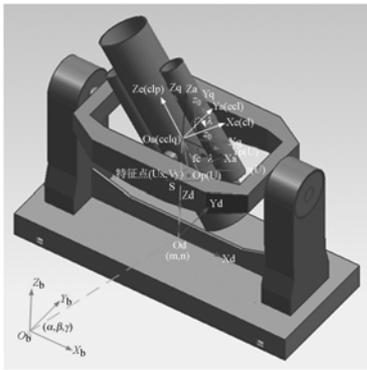


图 2 水平式光电跟踪仪结构

Fig. 2 Horizontal theodolite structure

由于总体所涉及的相关技术繁杂,为了论述清晰,本文没有从微观上研究背景杂光干扰、卫星变轨调姿和跟踪架控制算法、电子测量噪声及卫星摄动力等物理问题,只从宏观上研究如何利用监视卫星搭载的光电跟踪仪测量系统获得空间目标运动轨迹。因此,复杂的物理模型可简化为:在满足光学系统正常工作能力内,通过光学相机脱靶量信息和激光测距信息,获得未知运动目标的相对运动信息,同时利用相关角度传感器所测量的卫星姿态角测量信息和跟踪架随动信息,然后通过坐标变换解算出目标在地球惯性坐标系下的运动信息。

3 坐标体系

天基监视目标轨迹测量技术所用坐标系如图

1、图 2 所示,下面分别对 11 种坐标系进行描述:

(1) 地球惯性坐标系 $O_i X_i Y_i Z_i$: 其原点 O_i 位于地球中心, X_i 轴指向春分点, Z_i 轴沿地球自转轴指向北极, $X_i Y_i$ 平面在赤道面内, X_i 轴、 Y_i 轴、 Z_i 轴构成右手直角坐标系。

(2) 卫星轨道坐标系 $O_o X_o Y_o Z_o$: 其原点 O_o 位于卫星质心, Z_o 轴沿 $O_o O_i$ 连线指向地心, X_o 轴在轨道面内垂直于 Z_o 轴, 且指向卫星前行方向, 由此确定轨道面为 $X_o Z_o$ 面, X_o 轴、 Y_o 轴、 Z_o 轴构成右手直角坐标系, $O_o O_i$ 为卫星轨道高度 r , 位于 $O_o Z_o$ 轴上。可由轨道根数确定卫星轨道运动情况, 轨道倾角 i 、升交点赤经 Ω 确定轨道面方位, 轨道半长轴 a 、离心率 e 确定轨道面内的轨道椭圆形状, 近地点幅角 ω 确定椭圆在轨道面内的方位、平近点角 M 确定卫星在轨道上的运动信息, 同时也可获得卫星纬度幅角 u 。

(3) 卫星本体坐标系 $O_b X_b Y_b Z_b$: 其原点 O_b 位于卫星质心, 与 O_o 重合, X_b 轴、 Y_b 轴、 Z_b 轴分别为滚动轴、俯仰轴、方位轴, 一般选择与卫星的 3 个惯量主轴重合, 可用卫星本体坐标系与卫星轨道坐标系之间三轴的夹角确定卫星姿态角, $O_b X_b Y_b Z_b$ 与 $O_o X_o Y_o Z_o$ 对应轴之间的夹角分别为滚动角 φ 、俯仰角 θ 、偏航角 ψ , 可通过卫星姿态敏感器测量。

(4) 载荷平台坐标系 $O_d X_d Y_d Z_d$: 其原点 O_d 位于平台上表面中心, Z_d 轴垂直于平台表面向外, $X_d Y_d$ 平面位于平台上, X_d 轴、 Y_d 轴、 Z_d 轴构成右手直角坐标系, 根据需要将其安装在卫星具体位置处, O_d 在 $O_b X_b Y_b Z_b$ 中的安装位置为 (l, m, n) , $O_d X_d Y_d Z_d$ 与 $O_b X_b Y_b Z_b$ 轴间夹角分别为 (α, β, γ) , 在系统组装时均已标定。

(5) 外轴框架坐标系 $O_a X_a Y_a Z_a$: 其原点 O_a 位于外框架中心, Z_a 轴垂直于外框架表面向外, $X_a Y_a$ 平面位于外框架上, X_a 轴与 X_d 轴平行且指向相同, X_a 轴、 Y_a 轴、 Z_a 轴构成右手直角坐标系, 外框架绕 X_a 轴旋转确定外框旋转角 λ_a , 即为 $O_a Y_a$ 与 $O_d X_d Y_d$ 面或 $O_d Y_d$ 间夹角, λ_a 可由相应角度传感器测量, O_a 、 O_d 间距为 s 。

(6) 内轴框架坐标系 $O_e X_e Y_e Z_e$: 其原点 O_e 位于内框架中心, 与 O_a 重合, Z_e 轴垂直于内框架表面向外, $X_e Y_e$ 平面位于内框架上, Y_e 轴与 Y_a 轴重合且指向相同, X_e 轴、 Y_e 轴、 Z_e 轴构成右手直角坐标系, 内框架绕 Y_e 轴旋转以确定外框旋转

角 λ_c , 即为 $O_c X_c$ 与 $O_a X_a Y_a$ 面或 $O_a X_a$ 间的夹角, 其值也可由相应角度传感器测量。

(7) 光学相机坐标系 $O_c X_c Y_c Z_c$: 其原点 O_c 位于相机透镜中心, 相机置于内框架上, $O_c X_c Y_c Z_c$ 与 $O_e X_e Y_e Z_e$ 重合。

(8) 成像视轴坐标系 $O_l X_l Y_l Z_l$: 与 $O_c X_c Y_c Z_c$ 重合, $O_c Z_c$ 为视轴, 其指向相同。

(9) 目标视线坐标系 $O_q X_q Y_q Z_q$: 其原点 O_q 位于相机透镜中心, $O_q X_q Y_q Z_q$ 坐标系随目标视线(目标特征点(质心或形心等)方向) $O_q Z_q$ 而动, $O_q Z_q$ 与 $O_l X_l Z_l$ 的夹角用 ϵ_a 表示, $O_q Z_q$ 与 $O_l X_l Y_l$ 的夹角用 ϵ_c 表示, 即光学系统成像跟踪脱靶量误差的角量信息 (ϵ_a, ϵ_c)。特征点距原点 O_q 间距离 $O_q Z_q$ 为 R , 可通过激光测距设备获得。

(10) 图像物理平面 $O_p X_p Y_p$: 其原点 O_p 位于 Z_c 轴与相机像面交点(远距离成像时像面与焦平面重合), 即 $O_p O_c$ 为相机透镜焦距 f_c , 由相机光学系统确定, $O_p X_p Y_p$ 与 $O_l X_l Y_l$ 平行且轴间指向相同。

(11) 图像像素平面 OUV : 其原点 O 位于相机靶面尺寸中心 (u_0, v_0) , OUV 与 $O_p X_p Y_p$ 重合, 像元尺寸分别为 $d_x \times d_y$, (u_x, v_y) 为提取目标图像特征点的像素坐标, 与 (u_0, v_0) 的差值为成像跟踪脱靶量。为了后面论述方便, 将 (u_x, v_y) 看成脱靶量信息, 可依据几何关系通过 f_c 建立 (u_x, v_y) 与 (ϵ_a, ϵ_c) 的等价联系。同时, 将像空间线量 (u_x, v_y) 或角量 (ϵ_a, ϵ_c) 换算为对应的物空间线量 (x_l, y_l) 或角量 $(\epsilon'_a, \epsilon'_c)$ 时, 需要知道望远镜光学系统的视场放大倍数 M_c 。

4 基本原理

4.1 由卫星轨道根数计算卫星运动信息

依据开普勒定律可知卫星绕以地心为焦点的椭圆轨道运行。根据 t 时刻平近点角 M 计算椭圆轨道的偏近点角 E 和真近点角 f , 首先需通过迭代法解开普勒方程:

$$E = M + e \sin E, \quad (1)$$

$$M = n(t - \tau), \quad n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}, \quad \mu = GM_e, \quad (2)$$

$$\tan \frac{f}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E}{2}, \quad (3)$$

其中: τ 为卫星经近地点时刻; μ 为地球开普勒常

数; G 为万有引力常数; n 为卫星平均角速率; M_e 为地球质量。则卫星在地球惯性坐标系中的位置矢量 $\mathbf{r}_{1i} = [x_{1i}, y_{1i}, z_{1i}]^T$ 和速度矢量 $\dot{\mathbf{r}}_{1i} = [\dot{x}_{1i}, \dot{y}_{1i}, \dot{z}_{1i}]^T$ 分别为:

$$\mathbf{r}_{1i} = a(\cos E - e)\mathbf{P} + a\sqrt{1-e^2}\sin E\mathbf{Q}, \quad (4)$$

$$\dot{\mathbf{r}}_{1i} = \frac{-a n \sin E}{1 - e \cos E} \mathbf{P} + \frac{a \sqrt{1-e^2} n \cos E}{1 - e \cos E} \mathbf{Q}, \quad (5)$$

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} \cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \sin \omega \cos i \\ \sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \sin \omega \cos i \\ \sin \omega \sin i \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} -\cos \Omega \sin \omega - \sin \Omega \cos \omega \cos i \\ -\sin \Omega \sin \omega + \cos \Omega \cos \omega \cos i \\ \cos \omega \sin i \end{bmatrix}$$

其中: \mathbf{P}, \mathbf{Q} 分别为沿椭圆轨道半长轴和半短轴方向单位矢量在地球惯性坐标系下的矩阵表示。由以上过程可知, 若知道卫星轨道根数 $(i, \Omega, a, e, \omega, M)$, 便可得到卫星运动信息 \mathbf{r}_{1i} 和 $\dot{\mathbf{r}}_{1i}$; 反之若知道 \mathbf{r}_{1i} 和 $\dot{\mathbf{r}}_{1i}$, 也可通过一定方式得到 $(i, \Omega, a, e, \omega, M)$ 。

4.2 运动规律描述

(1) 地球惯性坐标系下的相对运动方程:

在地球惯性坐标系中, 据牛顿第二定律有:

$$\ddot{\mathbf{r}}_{ki} = \frac{\mathbf{F}_k}{m_k} = -\frac{\mu}{r_{ki}^3} \mathbf{r}_{ki} + \frac{\mathbf{f}_k}{m_k} - \frac{\mu}{r_{ki}^3} \mathbf{r}_{ki} + \frac{(\mathbf{f}_{kc} + \mathbf{f}_{kd})}{m_k}, \quad (k=1, 2), \quad (6)$$

其中: $\mathbf{f}_1, \mathbf{f}_2$ 分别表示监视卫星、跟踪目标受到的控制力 $\mathbf{f}_{1c}, \mathbf{f}_{2c}$ 和摄动力 $\mathbf{f}_{1d}, \mathbf{f}_{2d}$ 之和; $\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2$ 分别为监视卫星、跟踪目标的绝对位置矢量; m_1, m_2 分别为监视卫星、跟踪目标的质量。设相对位置矢量为 $\boldsymbol{\rho} = \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1$, 令 $\mathbf{f} = \frac{\mathbf{f}_2 - \mathbf{f}_1}{m_2}$, 可得到地球惯性坐标系中目标与卫星的相对运动方程:

$$\ddot{\boldsymbol{\rho}} = -\mu \left(\frac{\mathbf{r}_2}{r_{2i}^3} - \frac{\mathbf{r}_1}{r_{1i}^3} \right) + \mathbf{f}, \quad (7)$$

当 $\boldsymbol{\rho} \ll r_{1i}$ 时, 通过一定近似简化得到:

$$\ddot{\boldsymbol{\rho}} + \frac{\mu}{r_{1i}^3} \left[\boldsymbol{\rho} - 3 \frac{\mathbf{r}_1 \cdot \boldsymbol{\rho}}{r_{1i}^2} \mathbf{r}_1 \right] \approx \mathbf{f}, \quad (\boldsymbol{\rho} \ll r_{1i}). \quad (8)$$

由此相对运动学方程可看出, 可以通过改变控制力 \mathbf{f}_c 改变目标与卫星的相对运动情况。

(2) 监视卫星轨道坐标系下的绝对运动方程:

由开普勒定律可知, 监视卫星轨道坐标系绕地球惯性坐标系做椭圆轨道运动 ($f_1 = 0$ 即 $f_{1c} =$

— f_{1d} (控制力与摄动力平衡的稳定状态) 或 $f_{1c} = f_{1d} = 0$ (不受控制力与摄动力影响), 当研究运动目标在监视卫星轨道坐标系的运动情况时, 根据哥氏定理得:

$$\frac{d^2 \boldsymbol{\rho}}{dt^2} = \frac{\partial^2 \boldsymbol{\rho}}{\partial t^2} + \frac{\partial \boldsymbol{\eta}}{\partial t} \times \boldsymbol{\rho} + \boldsymbol{\eta} \times (\boldsymbol{\eta} \times \boldsymbol{\rho}) + 2\boldsymbol{\eta} \times \frac{\partial \boldsymbol{\rho}}{\partial t}, \quad (9)$$

$$\boldsymbol{\rho} = \begin{bmatrix} x_i - x_{1i} \\ y_i - y_{1i} \\ z_i - z_{1i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_o \\ y_o \\ z_o \end{bmatrix}, \boldsymbol{\eta} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\eta \\ 0 \end{bmatrix}, \frac{\partial \boldsymbol{\eta}}{\partial t} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\dot{\eta} \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\frac{\partial \boldsymbol{\rho}}{\partial t} = \begin{bmatrix} \dot{x}_o \\ \dot{y}_o \\ \dot{z}_o \end{bmatrix}, \frac{\partial^2 \boldsymbol{\rho}}{\partial t^2} = \begin{bmatrix} \ddot{x}_o \\ \ddot{y}_o \\ \ddot{z}_o \end{bmatrix}, \mathbf{r}_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -r_{1i} \end{bmatrix}, \mathbf{f} = \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix}$$

$$\eta = \frac{n(1 + e \cos f)^2}{(1 - e^2)^{\frac{3}{2}}}$$

$$\dot{\eta} = \frac{-2n^2 e \sin f (1 + e \cos f)^3}{(1 - e^2)^3}$$

其中: η 、 f 分别为监视卫星轨道的角速率和真近点角。为了论述方便, 推导过程中将表示目标的角标 2 省去, 记 $\mathbf{r}_{2i} = [x_{2i}, y_{2i}, z_{2i}]^T = \mathbf{r}_i = [x_i, y_i, z_i]^T$ 。

推导得运动目标在监视卫星轨道坐标系下的绝对运动方程为:

$$\begin{cases} \ddot{x}_o - \dot{\eta} z_o - 2\eta \dot{z}_o \approx f_x \\ \ddot{y}_o + \eta^2 y_o \approx f_y \\ \ddot{z}_o + \dot{\eta} x_o - 3\eta^2 z_o + 2\eta \dot{x}_o \approx f_z \end{cases}. \quad (10)$$

此方程为监视卫星运行轨道为椭圆轨道, 且与运动目标相对距离远小于其轨道径长时的近似相对运动方程。当监视卫星的椭圆轨道可近似为圆轨道时, 即 $e \approx 0$, $\eta \approx n$, 可简化得到 Clohessy-Wiltshire 方程^[12]。

(3) 地球惯性坐标系下的目标绝对运动方程:

通过推导最终得到地球惯性坐标系下的目标绝对运动方程为:

$$\begin{cases} \ddot{x}_i - \ddot{x}_{1i} - \dot{\eta} z_i + \eta \dot{z}_i - 2\eta \dot{x}_i + 2\eta \dot{z}_i \approx f_x \\ \ddot{y}_i - \ddot{y}_{1i} + \eta^2 y_i - \eta^2 y_{1i} \approx f_y \\ \ddot{z}_i - \ddot{z}_{1i} + \dot{\eta} x_i - \dot{\eta} x_{1i} - 3\eta^2 z_i + 3\eta^2 z_{1i} + 2\eta \dot{x}_i - 2\eta \dot{x}_{1i} \approx f_z \end{cases}. \quad (11)$$

(4) 系统测量物理量分析:

利用光电成像方式跟踪目标时, 不仅存在跟踪脱靶量 (u_x, v_y), 目标相对距离 R , 还存在跟踪架转角 (λ_o, λ_e)、卫星姿态角 (ψ, θ, φ)、卫星运动方位角 (i, Ω, u) (主要变化为纬度辐角 u), 这些实时

信息 ($u_x, v_y, R, \lambda_o, \lambda_e, \psi, \theta, \varphi, i, \Omega, u$) 均可通过相应的角度传感器测量单元获得, 均属于测量信息。同时, 还可通过时间处理测得相应的实时速度量信息 ($\dot{u}_x, \dot{v}_y, \dot{R}, \dot{\lambda}_o, \dot{\lambda}_e, \dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\varphi}, \dot{i}, \dot{\Omega}, \dot{u}$)。

运动目标在地球惯性坐标系中的绝对运动信息, 包括绝对位置信息和绝对速度信息。其中绝对位置信息可根据搭建在监视卫星上的光学成像跟踪测距系统和角度测量系统测得的实时信息 ($u_x, v_y, R, \lambda_o, \lambda_e, \psi, \theta, \varphi, i, \Omega, u$) 和监视卫星在地球惯性坐标系中的绝对位置 (x_{1i}, y_{1i}, z_{1i}), 通过坐标变换解算出目标在地球惯性坐标系中的绝对位置 (x_i, y_i, z_i)。而获得绝对运动速度的方式有两种: 一是可利用前面测得的相对速度 ($\dot{u}_x, \dot{v}_y, \dot{R}, \dot{\lambda}_o, \dot{\lambda}_e, \dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\varphi}, \dot{i}, \dot{\Omega}, \dot{u}$) 和监视卫星在地球惯性坐标系中的绝对速度 ($\dot{x}_{1i}, \dot{y}_{1i}, \dot{z}_{1i}$), 通过相应的速度坐标变换获得目标的绝对速度 ($\dot{x}_i, \dot{y}_i, \dot{z}_i$); 二是利用已经测得的时间段 Δt 内的绝对位置变化量 ($\Delta x_i, \Delta y_i, \Delta z_i$) 计算出绝对速度 ($\dot{x}_i, \dot{y}_i, \dot{z}_i$)。从测量方法上分析, 后者处理过程简单, 而且从数学形式上分析, 后者描述的观测方程更简单。因此, 可采用测量信息 ($u_x, v_y, R, \lambda_o, \lambda_e, \psi, \theta, \varphi, i, \Omega, u$) 建立目标观测方程。

然而, 采用测量信息 ($\lambda_o, \lambda_e, \psi, \theta, \varphi, i, \Omega, u$) 建立目标观测方程时, 完整系统的状态变量描述将包括卫星本体、跟踪架等相关运动物理量。因此, 为了简化, 只采用与目标运动直接相关的测量信息 (u_x, v_y, R) 建立目标观测方程, 而利用实时测量信息 ($\lambda_o, \lambda_e, \psi, \theta, \varphi, i, \Omega, u$) 计算下面的一系列变换矩阵, 两者结合可获得目标在地球惯性系中的绝对运动信息。

(5) 光电成像跟踪测距系统的观测方程:

结合上述分析, 依据透镜成像几何关系 (类似于“针孔成像”模型), 可得成像视轴坐标系中的目标观测方程为:

$$\begin{cases} u_x = \frac{x_p}{d_x} + u_0 = M_c \frac{x_i f_c}{z_i d_x} + u_0 \\ v_y = \frac{y_p}{d_y} + v_0 = M_c \frac{y_i f_c}{z_i d_y} + v_0 \\ R = z_q = \sqrt{x_i^2 + y_i^2 + z_i^2} \end{cases}. \quad (12)$$

若将地球惯性坐标系中的目标特征点 $\mathbf{r}_i(x_i, y_i, z_i)$ 变换至成像视轴坐标系中 $\mathbf{r}_1(x_1, y_1, z_1)$, 需依次经过 7 种坐标变换过程, 如图 3 所示, 其中 \mathbf{I} 为单位旋转矩阵。相邻两种坐标系变换时采用先

平移再旋转的顺序,且旋转变换时采用绕 z 轴转
→绕 y 轴转→绕 x 轴转的顺序,由此得到特征点

在成像视轴坐标系与地球惯性坐标系的位置坐标
变换关系为:

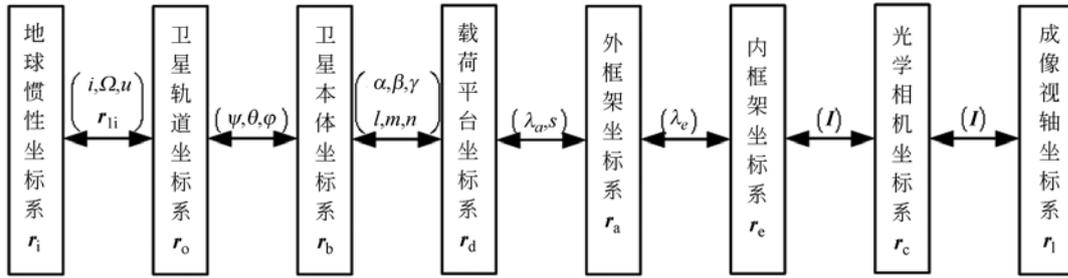


图 3 坐标变换过程

Fig. 3 Coordinate transformation process

令 C_{mi} 和 T_{mi} 分别代表从坐标系 $O_m X_m Y_m Z_m$
变换到相邻坐标系 $O_n X_n Y_n Z_n$ 的旋转变换矩阵和
平移变换矩阵,对应关系为: $m=i, o, b, d, a, e, c$

$n=o, b, d, a, e, c, l$ 。由此,矩阵 C_{il} 和 T_{il} 可按下述
计算规则得到:

$$r_l = C_{il}(r_i + T_{il}) = \begin{bmatrix} C_{il11}(x_i + T_{ilx}) + C_{il12}(y_i + T_{ily}) + C_{il13}(z_i + T_{ilz}) \\ C_{il21}(x_i + T_{ilx}) + C_{il22}(y_i + T_{ily}) + C_{il23}(z_i + T_{ilz}) \\ C_{il31}(x_i + T_{ilx}) + C_{il32}(y_i + T_{ily}) + C_{il33}(z_i + T_{ilz}) \end{bmatrix}, \quad (13)$$

$$C_{il} = C_a C_e C_c C_{ae} C_{da} C_{bd} C_b C_{io}, \quad (14)$$

$$T_{il} = C_d C_e C_c C_{ae} C_{da} C_{bd} C_b C_{io} T_{io} + C_d C_e C_c C_{ae} C_{da} C_{bd} C_b T_{db} + C_d C_e C_c C_{ae} C_{da} C_{bd} T_{bd} + C_d C_e C_c C_{ae} C_{da} T_{da} + C_d C_e C_c T_{ce} + C_d T_d, \quad (15)$$

$$C_{io} = \begin{bmatrix} -\sin u \cos \Omega & -\sin u \sin \Omega & \cos u \\ \cos i \cos u \cos \Omega - \sin i \sin \Omega & \cos i \cos u \sin \Omega + \sin i \cos \Omega & \cos i \sin u \\ -\sin i \cos u \cos \Omega - \cos i \sin \Omega & -\sin i \cos u \sin \Omega + \cos i \cos \Omega & -\sin i \sin u \end{bmatrix},$$

$$C_{db} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \phi & \cos \theta \sin \phi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix},$$

$$C_{bd} = \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \gamma & \cos \beta \sin \gamma & -\sin \beta \\ \sin \alpha \sin \beta \cos \gamma - \cos \alpha \sin \gamma & \sin \alpha \sin \beta \sin \gamma + \cos \alpha \cos \gamma & \sin \alpha \cos \beta \\ \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma + \sin \alpha \sin \gamma & \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma - \sin \alpha \cos \gamma & \cos \alpha \cos \beta \end{bmatrix},$$

$$C_{da} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \lambda_a & \sin \lambda_a \\ 0 & -\sin \lambda_a & \cos \lambda_a \end{bmatrix}, C_{ae} = \begin{bmatrix} \cos \lambda_e & 0 & -\sin \lambda_e \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \lambda_e & 0 & \cos \lambda_e \end{bmatrix}, C_{ce} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, C_d = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$T_{io} = \begin{bmatrix} -x_{1i} \\ -y_{1i} \\ -z_{1i} \end{bmatrix}, T_{db} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, T_{bd} = \begin{bmatrix} -l \\ -m \\ -n \end{bmatrix}, T_{da} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -s \end{bmatrix}, T_{ae} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, T_{ce} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, T_d = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}.$$

由于 $l, m, n, s \ll R$,可忽略安装位置对距离坐标变换的影响,即有:

$$R = \sqrt{x_\tau^2 + y_\tau^2 + z_\tau^2} \approx \sqrt{x_\sigma^2 + y_\sigma^2 + z_\sigma^2} =$$

$$\sqrt{(x_i - x_{1i})^2 + (y_i - x_{1i})^2 + (y_i - x_{1i})^2}, \quad (16)$$

其中: $\sigma = o, b; \tau = d, a, e, c, l$ 。

经过变形推导可得观测方程为:

$$\begin{cases} u_x - u_0 = \frac{M_c f_c [C_{i11}(x_i + T_{ix}) + C_{i12}(y_i + T_{iy}) + C_{i13}(z_i + T_{iz})]}{d_x [C_{i31}(x_i + T_{ix}) + C_{i32}(y_i + T_{iy}) + C_{i33}(z_i + T_{iz})]} \\ v_y - v_0 = \frac{M_c f_c [C_{i21}(x_i + T_{ix}) + C_{i22}(y_i + T_{iy}) + C_{i23}(z_i + T_{iz})]}{d_y [C_{i31}(x_i + T_{ix}) + C_{i32}(y_i + T_{iy}) + C_{i33}(z_i + T_{iz})]} \\ R = \sqrt{(x_i - x_{1i})^2 + (y_i - x_{1i})^2 + (y_i - x_{1i})^2} \end{cases} \quad (17)$$

(6) 运动目标在地球惯性坐标系下的状态空间描述:

在地球惯性坐标系下,选择状态变量 $\mathbf{X} = [x_i, y_i, z_i, \dot{x}_i, \dot{y}_i, \dot{z}_i]^T$, 观测量 $\mathbf{Y} = [u_x - u_0, v_y - v_0, R]^T$, 控制量 $\mathbf{U} = [g_1(f_{2x}), g_2(f_{2y}), g_3(f_{2z})]^T$, 则可建立运动目标的连续状态方程和观测方程分别为:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\mathbf{U}, \quad (18)$$

$$\mathbf{Y} = \mathbf{H}\mathbf{X} = [\mathbf{K}, \mathbf{A}]\mathbf{X}, \quad (19)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & \dot{\eta} & 0 & 0 & 2\eta \\ 0 & -\eta^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\dot{\eta} & 0 & 3\eta^2 & -2\eta & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} g_1(f_{2x}) \\ g_2(f_{2y}) \\ g_3(f_{2z}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{f_{2x} - \frac{\mu}{r_1^3} x_{1i} - \dot{\eta} z_{1i} - 2\eta \dot{z}_{1i}}{m_2} \\ \frac{f_{2y} - \frac{\mu}{r_1^3} y_{1i} - \eta^2 y_{1i}}{m_2} \\ \frac{f_{2z} - \frac{\mu}{r_1^3} z_{1i} + \dot{\eta} x_{1i} - 3\eta^2 z_{1i} + 2\eta \dot{x}_{1i}}{m_2} \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} \frac{M_c f_c}{d_x (C_{i31} x_i + C_{i32} y_i + C_{i33} z_i + T_{iz})} \left[C_{i11} \left(1 + \frac{T_{ix}}{x_i} \right) & C_{i12} \left(1 + \frac{T_{iy}}{y_i} \right) & C_{i13} \left(1 + \frac{T_{iz}}{z_i} \right) \right] \\ \frac{M_c f_c}{d_y (C_{i31} x_i + C_{i32} y_i + C_{i33} z_i + T_{iz})} \left[C_{i21} \left(1 + \frac{T_{ix}}{x_i} \right) & C_{i22} \left(1 + \frac{T_{iy}}{y_i} \right) & C_{i23} \left(1 + \frac{T_{iz}}{z_i} \right) \right] \\ \frac{1}{\sqrt{(x_i - x_{1i})^2 + (y_i - x_{1i})^2 + (y_i - x_{1i})^2}} \left[x_i \left(1 - \frac{x_{1i}}{x_i} \right)^2 & y_i \left(1 - \frac{y_{1i}}{y_i} \right)^2 & z_i \left(1 - \frac{z_{1i}}{z_i} \right)^2 \right] \end{bmatrix},$$

其中: \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 、 \mathbf{H} 分别为状态矩阵、控制矩阵和观测矩阵。当考虑系统噪声时,设状态噪声为 \mathbf{W} , 测量噪声为 \mathbf{Q} , 可得到含有噪声量的连续状态空间表达式,其离散化为:

$$\mathbf{X}_{k+1} = \Phi_{k+1,k} \mathbf{X}_k + \Psi_k \mathbf{U}_k + \Gamma_k \mathbf{W}_k, \quad (20)$$

$$\mathbf{X}_{k+1} = \Phi_{k+1,k} \mathbf{X}_k + \Psi_k \mathbf{U}_k + \Gamma_k \mathbf{W}_k, \quad (21)$$

$$\Phi_{k+1,k} = e^{\mathbf{A}T}$$

$$\Psi_k = \int_0^T e^{\mathbf{A}(T-\tau)} \mathbf{B}(\tau) d\tau$$

$$\Gamma_k = \int_0^T e^{\mathbf{A}(T-\tau)} \mathbf{G}(\tau) d\tau$$

在目标初始条件、目标运动模型或控制力及系统噪声等相关信息已知的情况下,可利用离散化扩展卡尔曼滤波算法(EKF)获得更为准确的目标绝对运动信息 $\mathbf{X} = [x_i, y_i, z_i, \dot{x}_i, \dot{y}_i, \dot{z}_i]^T$ 。然而在实际情况下,目标运动是待测信息,因此利用

EKF 滤波算法进行解算时,还需确定目标运动模型,此类信号处理问题在相关文献中已有研究。因此,本文仅从测量学上解决如何从监视卫星光电成像跟踪测距系统的测量信息获得目标的绝对运动信息。由以上分析过程给出本文将要进行的计算过程,可简单表示为:

$$\mathbf{r}_i = \mathbf{K}^{-1} \mathbf{Y} \xrightarrow{\Delta t} \dot{\mathbf{r}}_i = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\Delta \mathbf{r}_i}{\Delta t}. \quad (22)$$

5 数学建模仿真及结果分析

5.1 物理模型分析

(1) 天基监视卫星轨道模型:

由于太阳同步轨道的特殊性,地球资源、气象观测、军事侦察、海洋监测、空间环境探测和科学技术试验等卫星均在此轨道上工作。因此,本文

建立了太阳同步轨道附近天基目标轨迹测量模型,假设监视卫星运行轨道不受任何控制力和摄动力(忽略跟踪架的电机转动力矩影响),地球为质量均匀的圆球。

(2) 星载光电跟踪控制模型:

目标成像跟踪的本质主要是为了使成像视轴随目标视线运动,使目标成像于 CCD 相机视场内。这可分为以下 5 种情况:通过同时控制卫星姿态角(ψ, θ, φ)和光电跟踪仪框架转动角(λ_u, λ_c)实现目标跟踪;当光电跟踪仪可对目标进行正常跟踪时,考虑到控制难易程度,不控制卫星姿态角(ψ, θ, φ),只通过改变框架转动角(λ_u, λ_c)实现目标稳定跟踪;而当超出光电跟踪仪正常跟踪能力时,即单靠转动框架难以实现对运动目标的跟踪时,可通过调整卫星姿态角(ψ, θ, φ)配合光电跟踪仪实现目标跟踪;当固定框架转动角为(λ_u, λ_c)时,相当于将相机固定于卫星平台上,这便只能靠调整卫星姿态角(ψ, θ, φ)来实现目标跟踪;当固定框架转动角(λ_u, λ_c),且不控制卫星姿态角(ψ, θ, φ)时,系统测量范围明显减弱。因此,分析自由度可知,可控自由度越多,工作能力范围越大,但系统控制难度也越大,成本越高。权衡考虑,本文选择第 3 种成像跟踪控制方案,而为了论述简单,选择第 2 种跟踪控制方案进行建模仿真。本文不详细研究跟踪控制方案,同时也忽略测量噪声和时间延迟的影响。

(3) 目标特性及光学成像测距模型:

激光测距设备:激光作用距离 R 与系统跟踪精度(以最大跟踪脱靶量误差衡量)、激光发散角、激光脉冲能量、系统信噪比、空间传输环境等因素有关。在其他条件不变的情况下,激光发散角越小,激光作用距离越远。而受跟踪精度影响,精度至少与激光发散角成 2 倍关系,由于高斯光束的特点,本文选择 2.5 倍关系。因此,假设对特定的激光测距设备,在发散角为 2.1817 mrad ($7.5'$) 情况下,测距能力 R 为 100 km 。此时跟踪精度需满足 $3'$ 。

目标特性:假设跟踪目标尺寸为 10 m ,相对 100 km 处的空间张角为 $0.3438'$ 。

光学相机系统指标:相机像素 $U \times V$ 为 1064×1064 ,相机像元 $d_x \times d_y$ 为 $7.4 \mu\text{m} \times 7.4 \mu\text{m}$,相机帧频 H_c 为 30 Hz ,望远镜放大倍数 M_c 为 10 ,可调焦距 f_c 为 $50 \text{ mm} \sim 1 \text{ m}$ 。由于两个方向

参数相同,以单方向为例进行分析,(物方)视场为: $2.7067'$ ($f_c = 1 \text{ m}$) $\sim 54.1304'$ ($f_c = 50 \text{ mm}$),均大于 100 km 处目标物方张角 $0.3438'$,同时目标充满整个视场的距离为 0.6351 km ($f_c = 50 \text{ mm}$) $\sim 12.7099 \text{ km}$ ($f_c = 1 \text{ m}$)。因此,当目标靠近(远)时,目标成像越大(小),张角越大(小),跟踪精度要求越高(低)。

(4) 具体天基光电成像跟踪测距模型分析:

在上述分析范围内,以 500 mm 焦距、 R 为 $30 \sim 70 \text{ km}$ 为例,目标张角为 $0.4911'$ (70 km) $\sim 1.1459'$ (30 km)。考虑到后面建模需要,以 $R = 50 \text{ km}$ 、 $f_c = 500 \text{ mm}$ 为参考,此时的视场为 $5.4126'$,目标张角为 $0.6875'$ 。

当目标特征点为目标中心时,若要进行稳定跟踪,则跟踪精度(物方)不能超过 $2.3626'$ ($2.1344'$ (30 km) $\sim 2.4608'$ (70 km))。考虑捕获时的超调量为 20% ,则要求跟踪精度小于 $1.9688'$ ($1.7778'$ (30 km) $\sim 2.0506'$ (70 km)),即小于 $3'$,满足激光发散角的要求。此时的目标特征点将稳定在 CCD 像面 387 pixel (350 (30 km) ~ 404 (70 km))。

5.2 数学模型建立

依据光电跟踪原理可知,对运动目标稳定跟踪时,其脱靶量跟踪误差为正(余)弦形式。根据以上分析,建立 10 min 天基目标稳定成像跟踪测距的数学模型为:

$$u_x(t) = M_c \frac{f_c}{d_x} \tan \left[\frac{\zeta}{60} \times \frac{\pi}{180} \right] \cos(0.6t) + u_0,$$

$$v_y(t) = M_c \frac{f_c}{d_y} \tan \left[\frac{\zeta}{60} \times \frac{\pi}{180} \right] \cos(0.6t) + v_0,$$

$$\zeta = \frac{(2.0506 - 1.7778)}{600} t + 1.7778,$$

$$R(t) = \frac{(70 - 30)}{600} t + R_0,$$

$$\lambda_u(t) = 2.5\eta(t)t + \lambda_{u0}, \left\{ \frac{\pi}{6} < \lambda_u(t) < \frac{5\pi}{6} \right\},$$

$$\lambda_c(t) = 2\eta(t)t + \lambda_{c0}, \left\{ \frac{\pi}{6} < \lambda_c(t) < \frac{5\pi}{6} \right\},$$

$$\theta(t) = \eta(t)t + \theta_0,$$

$$\psi(t) = \psi_0,$$

$$\varphi(t) = \varphi_0,$$

$$t = N\Delta t = \frac{N}{H_c}, (N = 0, 1, 2, \dots, 18000),$$

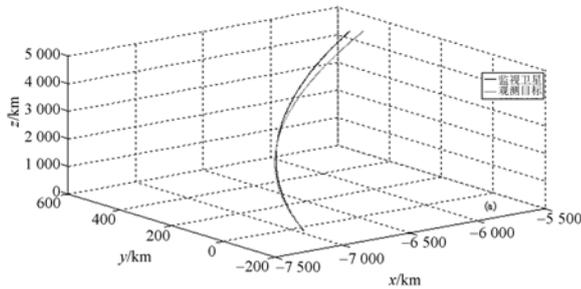
其中角频率 0.6 、系数 $(2.5, 2)$ 与目标的机动特性有关, (λ_u, λ_c) 由光电跟踪仪机械结构限定。

表 1 给出了初始时刻 t_0 的数学模型参数,包括: 角($\lambda_{\omega}, \lambda_{\omega}$)、安装位置(l, m, n, s)和安装角度(α, β, γ)、相机系统参数($H_c, M_c, f_c, U, V, d_x, d_y$)及地球引力场参数(μ, R_e)。

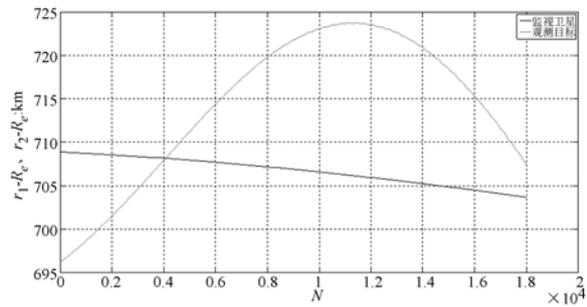
表 1 数学模型参数

Tab.1 Parameters of mathematical model

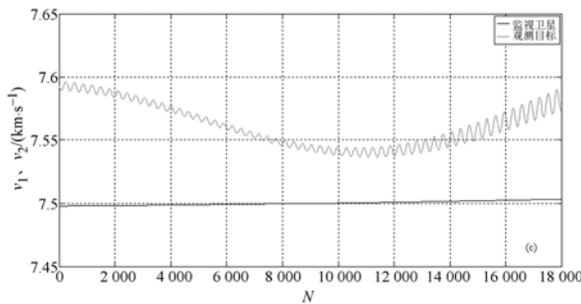
初始时刻 t_0 监视卫星轨道根数($i, \Omega, n, e, \omega, M_0$)							
i	Ω	n (圈/天)	e	ω	M_0		
98.223 2°	181.006 2°	14.629 462 70	0.002 072 1	165.867 2°	196.327 8°		
初始时刻 t_0 稳定成像跟踪的初始值($u_{i0}, v_{i0}, R_0, \psi_0, \theta_0, \varphi_0, \lambda_{\omega 0}, \lambda_{\omega 0}$)							
u_0	v_0	R_0	Ψ_0	θ_0	φ_0	$\lambda_{\omega 0}$	$\lambda_{\omega 0}$
532	532	30 km	0.52°	0.63°	0.58°	38.52°	53.67°
安装位置(l, m, n, s)和安装角度(α, β, γ)							
l	m	n	s	α	β	γ	
1 m	1 m	1m	1 m	20°	20°	20°	
光学相机系统参数($H_c, M_c, f_c, U, V, d_x, d_y$)							
H_c	M_c	f_c	U	V	d_x	d_y	
30 Hz	10	500 mm	1 064	1 064	7.4 μm	7.4 μm	
地球引力场参数(μ, R_e)							
μ				R_e			
398 603 km^3/s^2				6 367 km			



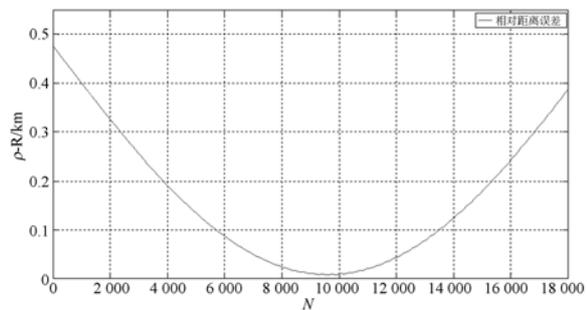
(a) 卫星与目标的绝对位置矢量 r_1, r_2 随时间 t 的变化轨迹
(a) Absolute position vectors of satellite and target r_1, r_2 vary with t



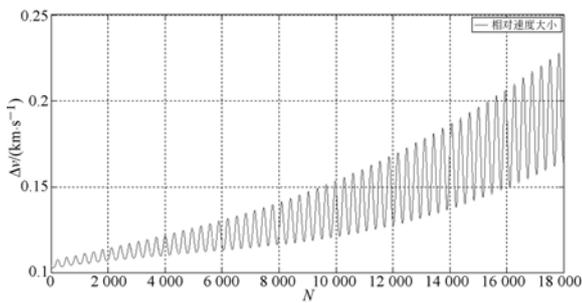
(b) 监视卫星与观测目标的绝对运动轨道高度 ($r_1 - R_e$)、($r_2 - R_e$) 随时间 t 的变化曲线
(b) Absolute orbit heights of satellite and target vary with t



(c) 监视卫星与观测目标的绝对运动速度大小 v_1, v_2 随时间 t 的变化曲线
(c) Absolute velocities v_1, v_2 of satellite and target vary with t



(d) 监视卫星与观测目标的相对距离误差 ($\rho - R$) 随时间 t 的变化曲线
(d) Relative distance error ($\rho - R$) varies with t



(e) 监视卫星与观测目标的相对速度大小 Δv 随时间 t 变化曲线

(e) Relative velocity Δv between satellite and target varies with t

图4 数值计算结果随时间变化关系

Fig. 4 Relationships between computation results and time

5.3 数值仿真计算

一方面由固定时刻的监视卫星轨道模型($i, \Omega, n, e, \omega, M$)可获得卫星在相应时刻的位置量 r_i 、速度量 v_i 和纬度辐角 u , 另一方面根据测量系统给出的测量数据($\psi, \theta, \varphi, \lambda_a, \lambda_c, u_x, v_y, R$)和固定值($l, m, n, s, \alpha, \beta, \gamma, f_c, u_0, v_0, d_x, d_y, M_c$), 可获得观测目标在相应时刻的运动位置 r_i 和每3个相邻时刻的中间速度 v_i 。图4给出了部分物理量的数值计算结果随时间 t 的变化关系。

5.4 结果分析讨论

(1) 可行性分析:

本文重点研究了基于星载光电成像跟踪测距方式的空间目标轨道测量原理,其物理思想为:通过监视卫星测量系统获得观测目标的相对运动信息,进而获得目标的绝对运动信息。测量原理的推导和建模仿真结果表明此方法可行。在研究过程中避开了系统测量误差、监视卫星摄动力等干扰因素的影响,因此建模仿真过程较为理想。若将此技术应用于实际,还需要各个测量计算环节进行修正,以提高目标定轨精度。

(2) 计算结果分析:

图4显示了10 min内对特定模型的计算结果:由图4(a)可看出,目标在卫星轨道附近运动;

由图4(b)可看出目标在距地球705 km处有波动;由图4(c)可看出目标绝对运动速度大小在7.55 km/s附近波动,且比卫星运动速度快;由图4(d)可看出,相对距离误差小于500 m,即目标轨迹测量精度(或位置解算精度)优于0.5 km,误差来源于坐标变换计算误差;由图4(e)可看出,目标相对卫星的运动速度的大小在局部不断波动,与所建模型和计算方法有关。而有关己方卫星摄动、平台振动、测量噪声、跟踪精度等因素对目标定轨精度的影响还需深入分析。

(3) 技术应用讨论:

通过测量原理的推导过程可知,若知道其他已知载体的绝对运动信息,便可获得目标与载体的相对运动信息;当运动目标为固定轨道运动卫星时,可通过测量数据获得目标卫星的轨道根数,即获知目标卫星任意时刻的运动情况;由于激光测距设备能力有限,可利用双星双光电载荷探测技术替换;另外,由于单星单载荷的探测能力有限,可通过单星多载荷、多星组网、天地基组网等各种技术优势,提高空间目标的定轨能力。

6 结 论

本文以天基空间目标监视系统为背景,研究了一种基于星载光电成像跟踪测距方式的空间目标定轨技术。与地基定轨技术相比,其作用能力更强;与雷达定轨技术相比,其可以高分辨率成像;与卫星导航定位技术相比,其可以测量非合作目标的运动信息。文中简要描述了物理模型;然后对坐标体系和系统基本原理进行了详细描述推导,获得了目标在地球坐标系下的状态方程和观测方程;接着分析了天基监视卫星轨道模型、星载光电跟踪控制模型、目标特性及光学成像测距模型,并建立了具体的数学模型;最后对计算结果进行了分析讨论。结果显示针对理想模型的目标轨迹测量精度优于0.5 km。另外,系统模型具体化、双星双目载荷、多星组网、天地基组网等技术还有待于进一步研究。

参考文献:

[1] 周海银,潘晓刚,李董辉. 基于天基空间目标监视

系统的定轨技术研究[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(13):3538-3547.

ZHOU H Y, PAN X G, LI D H. Research on orbit

- determination algorithm based on SBSS [J]. *Journal of System Simulation*, 2008, 20(13): 3538-3547. (in Chinese)
- [2] 周庆勇, 杜兰, 蓝朝楨. 天基光学监视系统空间目标定轨精度仿真分析[J]. *系统仿真学报*, 2010, 22(11): 2660-2663.
ZHOU Q Y, DU L, LAN ZH ZH. Analysis of orbit determination accuracy for space objects based on space-based optical surveillance system[J]. *Journal of System Simulation*, 2010, 22(11): 2660-2663. (in Chinese)
- [3] 文援兰, 何星星, 李志, 等. 天基照相跟踪空间碎片批处理轨道确定研究[J]. *宇航学报*, 2010, 31(3): 888-894.
WEN Y L, HE X X, LI ZH, *et al.*. Space-based camera tracking of space debris for orbit determination with batch process[J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(3): 888-894. (in Chinese)
- [4] 盛卫东, 龙云利, 周一宇. 天基光学传感器网络目标定位精度分析[J]. *光学学报*, 2011, 31(2): 0228001-1-7.
SHENG W D, LONG Y L, ZHOU Y Y. Analysis of target location accuracy in space-based optical-sensor network[J]. *Acta Optica Sinica*, 2011, 31(2): 0228001-1-7. (in Chinese)
- [5] 赵博, 周庆勇, 张旺, 等. 基于天地基测控的空间目标联合定轨研究[J]. *光电工程*, 2011, 38(11): 57-62.
ZHAO B, ZHOU Q Y, ZHANG W, *et al.*. Combined space objects' orbit determination based on space/ground-based tracking telemetry and command technology [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2011, 38(11): 57-62. (in Chinese)
- [6] 周凤岐, 张轲, 叶修松, 等. 基于星间光学测量的多星联合定轨[J]. *西北大学学报*, 2013, 43(1): 27-32.
ZHOU F Q, ZHANG K, YE X S, *et al.*. Multi-satellite joint orbit determination based on inter-satellite optical measurement[J]. *Journal of Northwest University*, 2013, 43(1): 27-32. (in Chinese)
- [7] 邓泓, 仲惟超, 孙兆伟. 拦截卫星相对导航算法研究[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2013, 45(2): 83-87.
DENG H, ZHONG W CH, SUN ZH W. Relative navigation research of intercepting satellite [J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2013, 45(2): 83-87. (in Chinese)
- [8] 俞建国, 刘梅, 包玖红, 等. 基于星光测量天基传感器实时定标在轨道目标跟踪应用[J]. *电子与信息学报*, 2013, 35(4): 915-920.
YU J G, LIU M, BAO J H, *et al.*. Space-based sensor online calibration based on celestial observations for tracking ballistic missile target [J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2013, 35(4): 915-920. (in Chinese)
- [9] 王秀红, 李俊峰, 王彦荣. 天基照相监测空间目标定轨方法及精度分析[J]. *光学精密工程*, 2013, 21(6): 1394-1403.
WANG X H, LI J F, WANG Y R. Orbit determination and precision analysis of space object with space-based camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(6): 1394-1403. (in Chinese)
- [10] 陈少华, 韩飞, 吴蕊, 等. 基于天基平台跟踪观测轨道机动航天器在轨绝对导航技术[J]. *中国惯性技术学报*, 2013, 21(3): 354-358.
CHEN SH H, HAN F, WU R, *et al.*. Orbital maneuver spaceflight orbit determination technique for tracking observation based on space platform [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2013, 21(3): 354-358. (in Chinese)
- [11] 于真真, 侯霞, 周翠芸. 星载激光测高技术发展现状[J]. *激光与光电子学进展*, 2013, 50: 020006-1-10.
YU ZH ZH, HOU X, ZHOU C Y. Progress and current state of space-borne laser altimetry [J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2013, 50: 020006-1-10. (in Chinese)
- [12] 彭成荣. *航天器总体设计*[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2011.
PENG CH R. *The System Design of Spacecraft* [M]. Beijing: Science and Technology Press of China, 2011. (in Chinese)

作者简介:



王卫兵(1986—),男,陕西杨凌人,研究实习员。2013年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得硕士学位,主要从事星载光电跟踪控制技术研究。E-mail: wangweibing10@126.com



王挺峰(1977—),男,山东文登人,研究员,硕士生导师。2005年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事激光应用与光电总体技术研究。Email: wtfeng@sina.com



郭劲(1964—),男,吉林长春人,研究员,博士生导师,2007年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事光电测控与光电总体技术的研究。Email: guojin1964@126.com

(版权所有 未经许可 不得转载)